

УДК 621.515

# ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ 2-D И 3-D МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОСЕВЫХ ТУРБОМАШИН

**Ю.М. Ануров**

Доктор технических наук, генеральный конструктор  
ОАО «ГТ ТЭЦ ЭНЕРГО»  
г. Санкт-Петербург, Россия

**С.О. Беляева**

Кандидат технических наук, начальник отдела  
ФГУП «ММП «Салют»  
г. Москва, Россия

**В.А. Коваль**

Доктор технических наук, координатор  
НТЦ прогрессивных технологий НАН Украины  
г. Харьков, Украина

**Е.А. Ковалева**

Аспирант  
Институт проблем машиностроения им.А.Н. Подгорного  
г. Харьков, Украина

**С.В. Ярославцев**

*Рассмотрены вопросы, связанные с применением 2-D и 3-D методов поверочного расчета осевых турбин и компрессоров газотурбинных двигателей. При этом сопоставлены результаты расчетов, выполненных с помощью различных 3-D программных пакетов, а также дана оценка степени влияния различных факторов на вычислительный процесс с помощью 2-D схем*

*Ключевые слова: компрессор, двигатель, энтальпия, вязкость, скорость*

*The questions connected with application 2-D and 3-D of methods of testing calculation of axial turbines and compressors gas-turbine engines are considered. Thus results of the calculations executed by means of various 3-D of software packages are compared, and also the estimation of a degree of influence of various factors on computing process by means of 2-D schemes is given*

*Keyword: compressor, engine, viscosity, velocity*

## 1. Введение

Несмотря на то, что в настоящее время и в ближайшем будущем физический эксперимент, по всей видимости, остается наиболее надежным приемом при доводочных работах основных узлов газотурбинного двигателя (ГТД), в последнее десятилетие достаточно интенсивно развивается доля численного эксперимента с использованием 2-D и 3-D методов поверочного расчета проточной части. Однако, как показывает практика проектирования двигателей, вследствие сложности рабочих процессов и индивидуальных особенностей каждой проточной части машины, адекват-

ность разнообразных математических моделей требует специального анализа.

## 2. Постановка задачи исследования

Современные 3-D программные комплексы типа CFX ANSYS, FlowER и др. обладают рядом специфических особенностей и, в частности, огромным влиянием на получаемые результаты способа моделирования турбулентной вязкости [1]. Кроме того, они являются достаточно сложными и трудоемкими. Основной сложностью при подготовке исходных данных являет-

ся ввод геометрических параметров исследуемого объекта, поэтому применение 3-D программных пакетов целесообразно при окончательной доводке турбокомпрессора ГТД. Поэтому в практике проектирования многоступенчатых турбин и компрессоров активно применяют 2-D методы поверочного расчета с учетом кривизны линий тока [2,3], среди которых перспективным является расчетная схема с загромождением профильным и торцевым пограничными слоями.

### 3. Результаты расчетно-теоретического анализа

Ниже представлены результаты аэродинамического анализа высоконапорной модельной вентиляторной ступени С-12 с помощью программного комплекса ANSYS CFX в широком диапазоне режимов работы и сравнение расчетной напорной характеристик с опытными данными. Трехмерная модель проточной части ступени построена в системе Unigraphics с использованием прикладной программы для редактирования и анализа геометрии компрессорных лопаток. В качестве расчетной области для каждого венца выбиралась периодическая часть, содержащая одну лопатку.

Для построения сеток вокруг лопаток различных венцов в проточной части ступени вентилятора использовалась программа CFX TurboGrid, позволяющая создавать многоблочную O-сетку около поверхности лопаток и многоблочную H-сетку в межлопаточном канале, областях вверх и вниз по течению.

Построенные расчетные сетки являются структурированными, многоблочными, состоящими из гексаэдральных элементов.

При построении сетки были выполнены следующие основные требования:

- отношение сторон гексаэдра для каждой ячейки не превышает 100;
- углы скоса сторон гексаэдра выдержаны в диапазоне от 15 до 165°;
- количество ячеек поперек пограничного слоя в O-сетке 10-12;
- плавность изменения размеров ячеек сетки на границах блоков;
- количество ячеек вдоль лопатки – не менее 70 для РК и не менее 50 для СА;
- сгущение сетки вдоль лопатки к втулке и к корпусу;
- общее количество ячеек не менее 200000 для лопатки рабочего колеса и не менее 100000 для лопатки спрямляющего аппарата.

Физическая и расчетная модели строились на основе представлений о физических процессах и газодинамическом режиме течения. Расчетная модель CFX включает соотношения для параметров среды, уравнения движения полностью сжимаемого газа (осредненные уравнения Навье-Стокса), модель турбулентности с пристеночными функциями (SST). Для области расчета, включающей лопатку рабочего колеса, определялось вращение с заданной частотой.

Для создания расчетной области использовалась импортная программа из CFX-TurboGrid, расчетная сетка для каждого венца. Граничные условия определялись на всех поверхностях и включали условия на твердых

стенках, условия на входе и выходе ступени, периодические интерфейсы для каждого венца и интерфейсы между вращающимися и неподвижными областями.

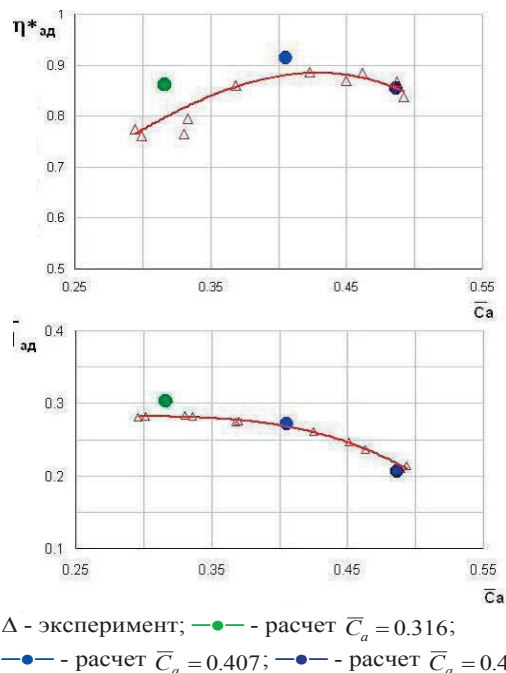


Рис. 1. Напорная характеристика ступени

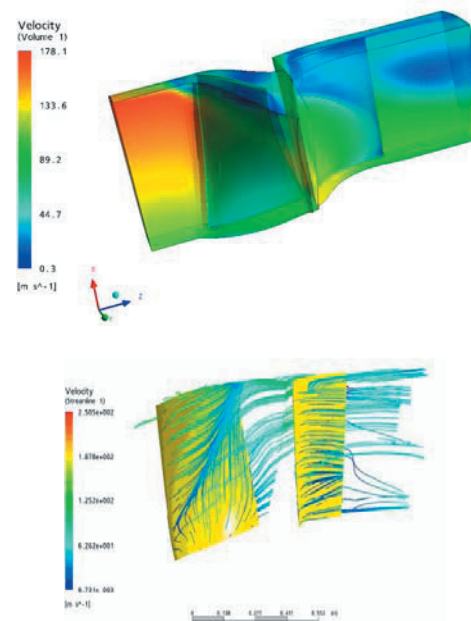


Рис. 2. Поля скоростей и углов предельных линий тока на режиме  $\bar{C}_a = 0.316$

Граничные условия на твердых стенках (по поверхности лопаток, втулки и корпуса) были определены как условия прилипания на гладкой адиабатической стенке.

Граничные условия на входе в ступень определялись распределением полного давления, фиксированной величиной полной температуры (соответствующей

щими экспериментальным замерам) и параметрами турбулентности.

Граничные условия на выходе из ступени задавались распределением поля статического давления, полученного из расчета компрессора по двумерной программе.

На периодических границах областей определялись условия периодического интерфейса между боковыми сторонами расчетной области для каждого венца.

На сопрягающихся границах областей, которые принадлежат к разным венцам, определялся интерфейс между вращающейся и неподвижной областью (Stage), который производит интерполяцию между сопрягающимися расчетными сетками с учетом изменения системы координат и выполнения законов сохранения.

Проточная часть ступени была разбита на независимые блоки, для каждого из которых строилась гексагональная сетка по 0-концепции. Число ячеек (конечных элементов) для РК составило 130000, а для СА – 120000.

Для решения использовалась численно неявная разностная схема второго порядка точности. Критерием сходимости является достижение величиной среднеквадратичной невязки уровня  $10^{-4}$  по меридиональной составляющей скорости (как наиболее критичного параметра), что достигается за 300...500 шагов по времени.

Детальное описание расчетной сетки, результатов расчетов в виде радиальных эпюр скоростей, углов и полных давлений в межвенцовых зазорах приведено в работе [4].

На рис. 1 показана напорная характеристика ступени, а распределение скоростей трехмерного потока и углов предельных линий тока на режиме, предшествующем вращающемуся срыву ( $\bar{C}_a = 0,316$ ), - на рис.2. Анализ результатов моделирования течения свидетельствует о том, что для режима  $\bar{C}_a = 0,316$  во втулочной зоне СА происходит формирование обширной зоны отрыва потока от лопаток, что сопровождается уменьшением угла поворота и значительными потерями полного давления. При этом наблюдается радиальное распределение зоны отрыва к верхним сечениям из-за неуравновешенности градиента давления.

Видно удовлетворительное совпадение расчетной и опытной ветвей напорной характеристики вблизи расчетного режима работы, а также вблизи режимов запи-

рания решетки. Вблизи границы устойчивой работы превышение уровня КПД относительно экспериментального значения составляет ~ 7,5%. Это может объяснить тем, что используемая модель турбулентности не в полной мере описывает процессы при развитом отрыве потока в компрессорной ступени.

Трехмерные пакеты могут с успехом применяться и для визуализации течения и в проточной части многоступенчатых компрессоров. В качестве примера на рис. 3 показано распределение чисел Маха в меридиональной плоскости осевого компрессора авиационного двигателя АЛ-21, полученного в результате расчета с помощью комплекса программ FlowER.

В программном комплексе FlowER течение газа описывается осредненными по Фавру уравнениями Навье-Стокса. Турбулентность моделируется по Болдуину-Ломаксу или используется двухпараметрическая дифференциальная модель переноса сдвиговых напряжений Ментера. Постановка граничных условий в основном традиционная. На входе в проточную часть турбомшины задаются распределения углов потока, полного давления и температуры, а на выходе - статического давления. Осредненные в окружном направлении параметры на выходе лопаточного венца используются в качестве условий на входе в следующий венец. Исходные уравнения, включая уравнения модели турбулентности, решаются численно с применением неявной разностной схемы повышенной точности.

В рамках проектных работ по созданию парогововой установки МЭС-60 новой схемы на базе АЛ-21 с помощью FlowER были проведены вычислительные эксперименты, позволившие уточнить представления о процессах, протекающих в многоступенчатом компрессоре. При этом суммарные газодинамические характеристики компрессора рассчитаны для тридцати венцов одновременно на режимах работы, близких к номинальному. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными. Благоприятные итоги тестирования комплекса позволили перейти к прогнозированию параметров менее изученных газотурбинных установок. Так, в установке МЭС-60 потребовалось изменить рабочую точку компрессора, существенно сдвинув влево границу устойчивой работы при сохранении достаточно высокого коэффициента полезного действия. Экспериментальные данные в этой зоне работы компрессора отсутствовали.

Проведенные недавно испытания установки МЭС-60 на ТЭЦ-28 (г. Москва) подтвердили заданные рас-

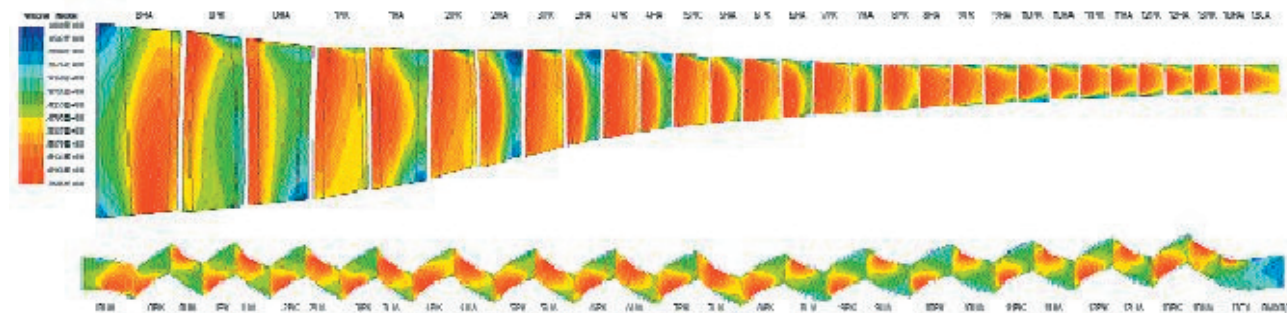


Рис. 3. Визуализация течения в многоступенчатом компрессоре ГТД АЛ-21: верхний рисунок - меридиональное сечение компрессора 50% от шага решетки; нижний рисунок - межлопаточный канал 50% от высоты лопатки

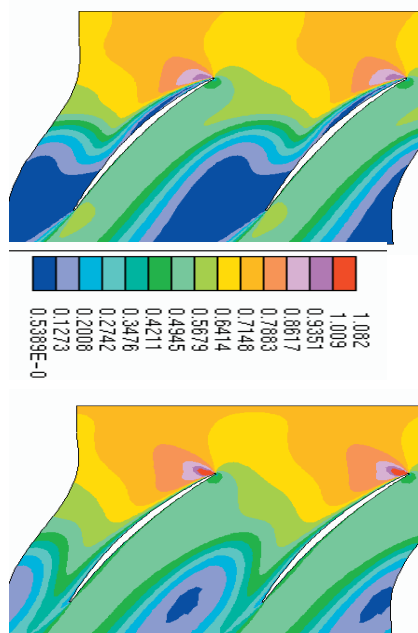
четные характеристики машины, в чем немало способствовало успешное применение современных 3-D программных пакетов.

Полезным может оказаться и применение 3-D программных комплексов для визуализации течения как в плоскости  $S_1$ , так и в области радиального зазора. В первом случае возможно выявить области профильного отрыва потока и впоследствии их устранить. Последнее обстоятельство важно при анализе характера течения у концов рабочей лопатки в случае постановки надроторного устройства с целью увеличения КПД компрессора или расширения диапазона его устойчивой работы.

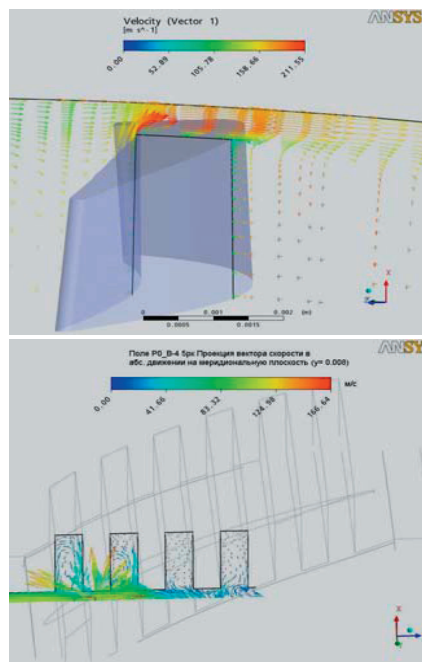
В качестве примера на рис. 4, а показано распределение числа  $M$  в НА-5 компрессора среднего давления (КСД) ГТД Д-518, полученные с помощью 3-D программного пакета Star-CD. Вычисления проводились по стандартной  $k-\epsilon$ /RNG модели турбулентности с использованием пристеночных функций и соответствующих процедур пре- и постпроцессингов.

Видно, что вблизи входной кромки на спинке лопатки присутствует зона ламинарного отрыва с последующим присоединением турбулентного пограничного слоя, что может быть связано с большими углами атаки и резкими градиентами параметров на входной кромке лопатки [5].

Результаты расчета обтекания НА-5 позволяют рекомендовать внесение ряда изменений в геометрию его профилей. В данном случае наиболее оправданными являются изменение относительной координаты изгиба профиля в сторону его увеличения с 0.45 до 0.5 во втулочных сечениях. Это связано с повышенными величинами коэффициента скорости в этих сечениях на входе в аппарат.



а



б

Рис. 4. Распределение скоростей в межлопаточном канале до корректировки профиля лопатки и после (а) и в области радиального зазора гладкой проточной части при постановке надроторного устройства лабиринтного типа (б)

Проведенный предварительный расчет КСД в двумерной осесимметричной постановке показал, что применение новой геометрии для пятого направляющего аппарата приводит к некоторому улучшению характеристик обтекания профилей и снижению потерь полного давления.

На рис 4,б показан характер течения в области радиального зазора РК-6 двухступенчатого компрессора АИ-24-5-6, выявленный в результате 3-D анализа с помощью комплекса программ CFX ANSYS [5].

В качестве расчетной области для каждого венца выбиралась периодическая часть, содержащая одну лопатку.

При построении сетки были выполнены следующие основные требования:

- отношение сторон гексоида (Aspect Ratio) для каждой ячейки не превышает 110 град.;
- углы скоса сторон гексоида (Skew) выдерживаются в диапазоне от 15 до 165 град.;
- количество ячеек поперек пограничного слоя в О-сетке — от 11 до 13;
- плавность изменения размеров ячеек сетки на границах блоков;
- количество ячеек вдоль лопатки: 90..100 для рабочего колеса и 50..60 для направляющего аппарата;
- сгущение сетки вдоль лопатки осуществлялось к втулке и к корпусу машины;
- общее количество ячеек — ~ 500 тыс. для лопатки рабочего колеса и ~ 200 тыс. для лопатки направляющего аппарата.

Выбор модели турбулентности зависит от характера турбулентного потока, требуемой точности, доступных вычислительных ресурсов и временных затрат. В качестве модели турбулентности была выбрана SST « $k-\omega$ » - модель Ментера, как более точная и надежная для класса потоков с положительным градиентом давления при обтекании профилей.

Базовая система уравнений - осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса. Для решения Рейнольдсовых напряжений используется гипотеза Буссинеска, которая связывает их с осредненными градиентами скоростей. В случае  $k-\epsilon$  и  $k-\omega$  моделей решается два дополнительных уравнения переноса: турбулентной кинетической энергии ( $k$ ) и скорости турбулентной диссипации ( $\epsilon$ ), или специфической скорости диссипации ( $\omega$ ), а турбулентная вязкость,  $\mu_t$ , вычисляется, как функция  $k$  и  $\epsilon$ .

Даная модель эффективно сочетает устойчивость и точность стандартной  $k-\omega$  модели в пристеночных областях и  $k-\epsilon$  модели на удалении от стенок.

Специальная функция в пристеночной области принимает значение единицы, активизируя стандартную  $k-\omega$  модель, а на удалении от стенки принимает значение нуля, активизируя преобразованную  $k-\epsilon$  модель

Видно, что даже у стенки компрессора в торцевом пограничном слое имеют место весьма большие абсолютные скорости движения потока, достигающие до уровня 250 м/с в передней части профиля лопатки, 180 м/с в срединном сечении и 140 м/с в хвостовой части профиля. Окружная скорость вращения ротора здесь составляет 175 м/с. Из рис.4, б следует, что интенсивный кольцевой вихрь у концов РК в значительной мере связан со скребковым эффектом. Наличие здесь больших скоростей потока способствуют значительной диссипации механической энергии. Снижение скорости течения рабочей среды путем организации в корпусе машины кольцевых потоков различной конфигурации (большие смачиваемые объемы паразитных течений) должно способствовать и уменьшению гидравлических потерь.

В равной степени с осевыми компрессорами трехмерные программные комплексы применяются и при доводке газовых турбин ГТД на стадии принятия проектных решений. В качестве примера ниже рассмотрены особенности поверочного расчета одного из сопловых аппаратов свободной четырехступенчатой турбины газотурбинной установки ГТ-006.

Сравнительные расчеты выполнены с помощью двух 3-D пакетов – Star-CD и FlowER. Используя в UG программу “Конвертор EZ-TURBO” и модуль EZ-TURBO была подготовлена сеточная модель проточной части турбины для выполнения счета в Star-CD. При построении расчетной модели выдерживались следующие характеристики сетки, которые влияют на точность результатов счета:

- сетка – регулярная;
- ячейки в сетке - гексаэдральные;
- размер ячеек к стенкам (обводов, лопаток) должен монотонно убывать и иметь размеры, удовлетворяющие получению параметра  $y^+$  по результатам счета в пределах  $50 \div 150$  ед.;
- отношение длин сторон в ячейках не должно превышать 10.

Общее количество ячеек в модели составило 3356 тысяч штук. В среднем 373 тысячи на лопаточный канал, что является оптимальным, так как в расчетную область включен длинный подводный канал перед турбиной. На рис. 5 представлены фрагменты сетки межлопаточного канала соплового аппарата с увеличенными видами характерных зон у входной и выходной кромок лопатки.

Так как рабочие лопатки всех ступеней имеют бандажные полки, то с целью облегчения сеточной модели в ней отсутствуют радиальные зазоры. Это позволило значительно сократить число ячеек, время подготовки и счета модели.

Влияние перетечек в радиальных зазорах на характеристики ступеней и турбины может быть достоверно оценено после выполнения расчетов поправочными коэффициентами.

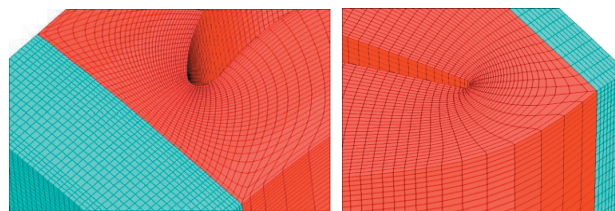


Рис. 5. Фрагменты сетки межлопаточного канала СА в области кромок

В расчете использовалась  $k-\epsilon$ /High Reynolds Number модель турбулентности. Расчет выполнялся на модели разностной схемы – MARS (модель второго порядка). При использовании комплекса FlowER расчет выполнялся по схеме Годуновского типа - ENH, модель турбулентности - Болдуина-Ломакса.

На рис. 6 показаны изолинии числа М в межлопаточном канале соплового аппарата на среднем радиусе, радиальные эпюры статического давления и углов на входе (конструктивных и потока) в лопаточный венец. Обращает на себя внимание существенное отличие в результатах расчетов, полученных с помощью программных комплексов Star-CD и Flower. Расхождение в углах достигает порядка 25 град., а статического давления 2...3%.

В настоящее время считается, что наиболее перспективным подходом при усовершенствовании 2-D методов поверочного расчета является моделирование течения в меридиональной плоскости  $S_2$  с учетом кривизны линий тока, а также вытеснения профильным и торцевым пограничными слоями [2,4]. Как показывают результаты вычислений, учет загромождения профильным пограничным слоем, а также радиальный сброс оторвавшегося потока с корневых сечений рабочих лопаток к корпусу машины существенно улучшает адекватность модели в области предсрывных режимов работы осевых компрессоров. Это является надежной основой для определения границы вращающегося срыва и характеристик вращающегося срыва в момент его возникновения.

На рис. 7 показаны радиальные эпюры осевой и окружной составляющих абсолютной скорости за РК ступени С-12 вблизи границы вращающегося срыва при  $C_a = 0,316$  ( $C_{a,срв} = 0,308$ ). Здесь сплошная линия – эпюры, полученные с помощью разработанного метода кривизны линий тока, посредством которого учитываются реальные свойства потока (профильное загромождение, отрыв профильного пограничного слоя, сброс его к периферии и соответствующее формирование торцевых течений). Пунктирная линия соответствует распределениям  $C_{2a}$  и  $C_{2n}$ , найденным без учета этих явлений. Видно, что предложенный 2-D позволяет более точно описать поля параметров на предсрывном режиме. Вытеснение торцевым пограничным слоем здесь не учитывается.

Следует отметить, что применение 3-D метода CFX ANSYS для расчета распределенных эпюр скоростей и углов потока для указанного режима работы ступени С-12 оказалось менее успешным, чем описанный выше 2-D подход.

Результаты расчетов, приведенные в работе [4] показали, что расхождение эпюр здесь  $C_{2a}$  весьма значительно и погрешность их определения составляет для

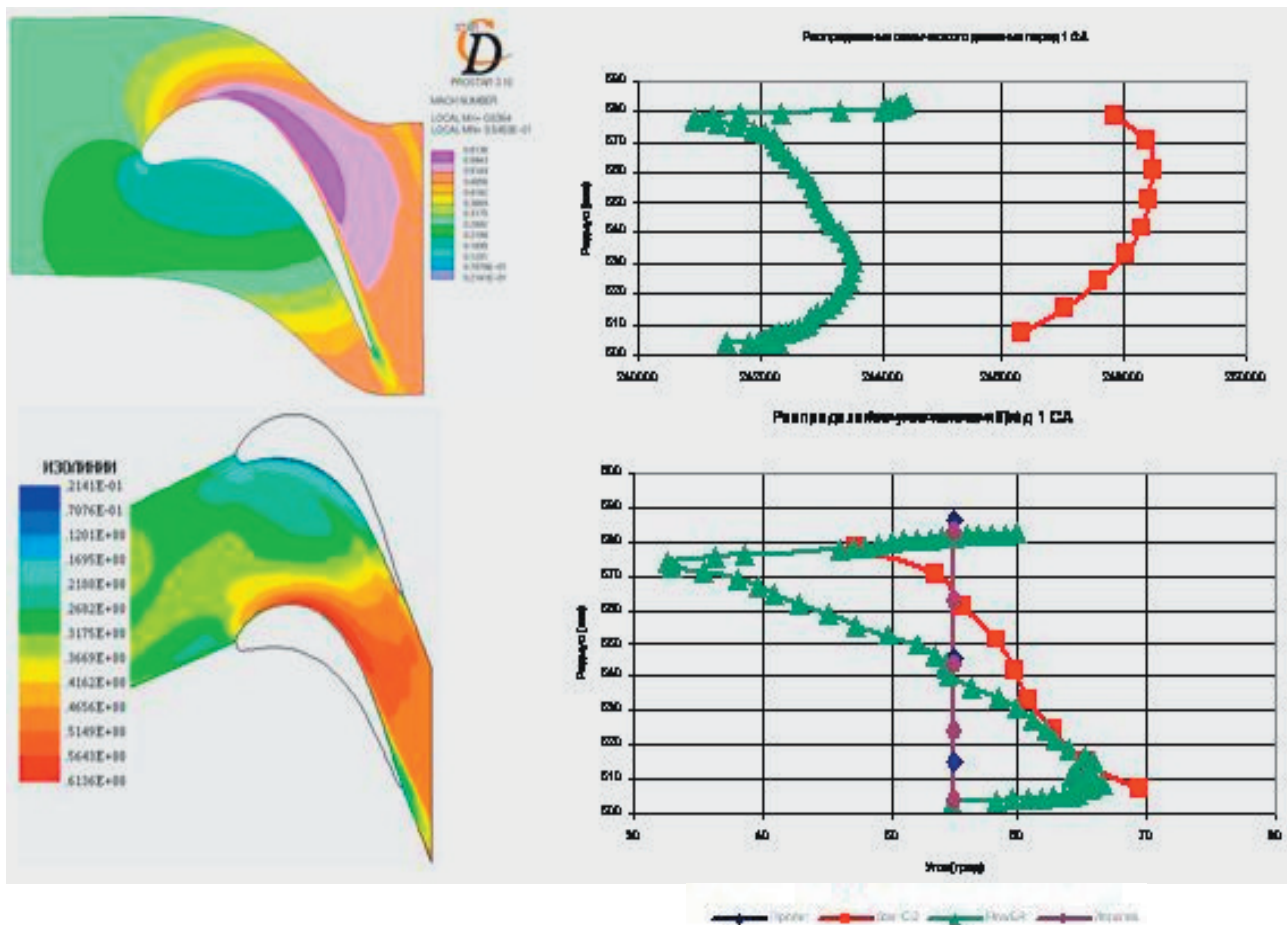


Рис. 6. Изолинии числа М внутри канала СА на среднем радиусе и изменение параметров по высоте лопатки на входе в венец

втулочного и периферийного радиусов соответственно 40% и 88% (при одинаковых осредненных значениях). В сочетании с расчетной эпюрой  $C_{2n}$ , также существенно отличающейся от опытного распределения окружной составляющей скорости на среднем и периферийном радиусах, это приводит к значительным ошибкам в определении мощности работы РК и углов атаки в СА ступени. При заданных геометрических

углах элементарных решеток СА на входе углы атаки, соответствующие расчетному распределению  $\alpha_2(r)$ , на исследуемом предсрывном режиме работы составляют значения порядка  $+40...50^\circ$  для периферийных сечений и  $-7...-17^\circ$  для средних и втулочных сечений. Такие значения углов атаки приводят не только к чрезмерно большому росту потерь, но и даже к возможности появления вращающего срыва в НА. Причина такого различия была приведена

выше.

Учет торцевого вытеснения может существенно улучшить адекватность 2-D метода расчета, особенно для режимов, предшествующих вращающему срыву. Следует отметить, что при дальнейшем совершенствовании 2-D расчетных схем целесообразно оценить степень влияния того или иного фактора совершенства метода (углов отставания, потерь, профильного и торце-

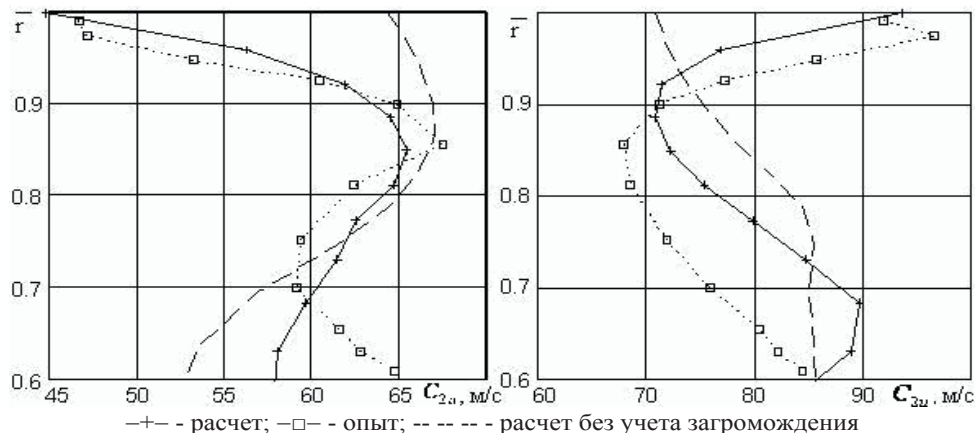


Рис. 7. Радиальные эпюры параметров потока за РК ступени С-12 на предсрывном режиме ( $\bar{C}_0 = 0.316$ )

